Sat llit navigation method, especially for navigation during aircraft landing phas

Patent Number:	DE19731103
Publication date:	1999-01-21
Inventor(s):	JACOB THOMAS DR ING (DE); WACKER UWE DR ING (DE); GU XIAOGANG DR ING (DE); LEIPRECHT ANSGAR (DE)
Applicant(s):	DAIMLER BENZ AEROSPACE AG (DE); NFS NAVIGATIONS UND FLUGFUEHRU (DE)
Requested Patent:	☐ DE19731103
Application Number:	DE19971031103 19970719
Priority Number (s):	DE19971031103 19970719
IPC Classification:	G01S5/12; G01C21/02; B64D45/00; B64D45/04
EC Classification:	G01S5/14B4
Equivalents:	

Abstract

The method involves receiving and evaluating signals from several navigation satellites in a reference station of known position and in the navigated object with a data communications link to the reference station. Navigation integrity monitoring involves statistical evaluation of the measurement values used by forming an error model for individual satellite signals. For each satellite whose signals are received at the reference station, a differential correction factor of the unfiltered code pseudorange and of the integrated phase-Doppler shift is individually determined by comparing the measured distance values at the reference station with the geometric distance values determined using the known reference position. Test parameters are generated at the object and used as error indicators. Parameters are weighted in an error model and satellites with excessive distance errors are isolated from the position resolution process.

Data supplied from the **esp@cenet** database - I2

(19) BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND

DEUTSCHES PATENT- UND MARKENAMT

(12) **Offenlegungsschrift**

(10) **DE 197 31 103 A1**

(51) Int. Cl.[6]:
G 01 S 5/12
G 01 C 21/02
B 64 D 45/00
B 64 D 45/04

(21) Aktenzeichen: 197 31 103.2
(22) Anmeldetag: 19. 7. 97
(43) Offenlegungstag: 21. 1. 99

(71) Anmelder:
Daimler-Benz Aerospace Aktiengesellschaft, 81663 München, DE; NFS Navigations- und Flugführungs-Systeme GmbH, 89077 Ulm, DE

(72) Erfinder:
Gu, Xiaogang, Dr.-Ing., 89155 Erbach, DE;
Leiprecht, Ansgar, Dipl.-Math., 89079 Ulm, DE;
Jacob, Thomas, Dr.-Ing., 89198 Westerstetten, DE;
Wacker, Uwe, Dr.-Ing., 89558 Böhmenkirch, DE

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

(54) Satelliten-Navigationsverfahren

(57) Die Erfindung betrifft ein Satelliten-Navigationsverfahren, insbesondere ein DGNSS-Verfahren für einen Landeanflug eines Flugzeugs. Die dafür erforderliche Navigation nutzt die Tatsache, daß die satelliten- und empfängerbedingten Meßanomalien durch die Auswertung der differentialkorrigierten Code- und Trägerphasengrößen vor der Positionsbestimmung getrennt werden können. Damit ist eine sehr kleine Rate nicht erkannter Fehler bei gleichzeitig geringer Falschalarmrate erreichbar.

DE 197 31 103 A1

Beschreibung

Die Erfindung geht aus von einem Satelliten-Navigationsverfahren nach dem Oberbegriff des Patentanspruchs 1.

Derzeit gibt es zwei Satelliten-Navigationssysteme, nämlich das amerikanische GPS (Global Positioning System) sowie das russische GLONASS.

Beide Systeme bestehen derzeit aus 24 (Navigations-)Satelliten, die auf genau bekannten Umlaufbahnen die Erde umkreisen und dabei zeitlich fortlaufend für die Navigation geeignete Signale (Navigations-Signale) aussenden. Dabei sendet jeder Satellit ein diesen charakterisierendes Signal aus. Ein Nutzer, der einen auf das Navigations-System und die Navigations-Signale abgestimmten Navigations-Empfänger besitzt, kann damit durch Auswerten der Navigations-Signale die genaue, eventuell zeitabhängige Position des Navigations-Empfängers im 3-dimensionalen Raum bestimmen.

Bei dem amerikanischen GPS sind derzeit ungefähr 24 nutzbare Satelliten vorhanden. Zur Navigation im 3-dimensionalen Raum benötigt ein auf GPS abgestimmter Navigations-Empfänger, der im folgenden auch GPS-Empfänger genannt wird, im Idealfall die Navigations-Signale von lediglich vier GPS-Satelliten.

Dem Empfangsbereich des GPS-Empfängers stehen aber im allgemeinen jederzeit die Navigations-Signale von mehreren GPS-Satelliten, derzeit typischerweise sechs bis neun, zur Verfügung. Werden von dem GPS-Empfänger jederzeit alle verfügbaren Navigations-Signale ausgewertet, so ist vorteilhafterweise eine zuverlässige Positionsbestimmung möglich, da eine momentane Redundanz vorhanden ist. So kann beispielsweise bei einer zufälligen Abschattung des Navigations-Signals eines gerade verwendeten GPS-Satelliten auf das entsprechende Signal eines weiteren ebenfalls verfügbaren GPS-Satelliten umgeschaltet werden.

Diese momentane Redundanz kann auch genutzt werden, um mögliche Anomalien der aus den Navigations-Signalen abgeleiteten Meßgrößen zu prüfen. Dabei werden beispielsweise die Residuen der Positionslösung nach der Methode der kleinsten Quadrate verwendet. Mit den Residuen bildet man entweder eine quadratische Summe oder einen sogenannten parity space (Paritäts-Raum) und erkennt die mögliche Anomalie durch einen Vergleich mit einem vorgebbaren Grenzwert. Zur Isolierung der fehlerhaften Meßgröße verwendet man einen sukzessiven Test mit den Teilmengen der Meßgrößen. Der Testaufwand hängt stark von den angenommenen Anomalien (eine oder mehrfache Anomalien) ab.

Die vorhandene momentane Redundanz kann weiterhin genutzt werden, um einen sogenannten parity space (Paritäts-Raum) zu ermitteln. In diesem können dann vorgebbare statistische Kenngrößen in vorgebbarer Weise analysiert werden.

Bei einigen Anwendungen, beispielsweise bei der Navigation während eines Landeanflugs eines Verkehrs-Flugzeugs ist eine hohe Zuverlässigkeit und eine hohe Genauigkeit gefordert. Soll nun ein derartiger Landeanflug automatisch zumindest bis zum Aufsetzen auf der Landebahn mittels Satelliten-Navigation durchgeführt werden, so muß für die Positionsbestimmung, die an Bord des Flugzeugs erfolgt, eine sehr kleine Rate nicht erkannter Fehler vorhanden sein. Diese soll vorzugsweise im Bereich von 10^{-7} bis 10^{-9} liegen. Soll diese Rate mittels der eingangs erwähnten Verfahren, beispielsweise durch Auswerten der momentanen Redundanz, erreicht werden, so ergibt sich in nachteiliger Weise eine hohe Rate von Falschalarmen (Falschalarmrate). Mit dieser werden unzuverlässige Positionsbestimmungen erfaßt.

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, ein gattungsgemäßes Verfahren anzugeben, das bei einer kleinen Rate nicht erkannter Fehler eine kleine Falschalarmrate besitzt und das gleichzeitig eine hohe zeitliche Verfügbarkeit besitzt.

Diese Aufgabe wird gelöst durch die im kennzeichnenden Teil des Patentanspruchs 1 angegebenen Merkmale. Vorteilhafte Ausgestaltungen und/oder Weiterbildungen sind den weiteren Ansprüchen entnehmbar.

Bei der Erfindung wird die durch den Satelliten-Empfänger (GPS-Empfänger) bedingte Anomalie, die im folgenden auch empfängerbedingte Anomalie genannt wird, wie beispielsweise abnormale Mehrwegausbreitungseinflüsse, mittels einer statistischen Auswertung der Entfernungsmeßgrößen ausgewertet.

Ein erster Vorteil der Erfindung besteht darin, daß die Erkennung und Isolierung der empfängerbedingten Anomalien eine hohe Verfügbarkeit besitzt, da eine Integritätsprüfung auf der Entfernungsebene erfolgt und keine Satellitenredundanz benötigt.

Ein zweiter Vorteil der Erfindung besteht darin, daß sogenannte schleichende und/oder schwingungsartige Anomalien durch eine statistische Auswertung der historischen Meßgrößen erkannt und isoliert werden können, da die zu einer Stichprobe verwendeten Meßgrößen nicht, wie bei dem eingangs beschriebenen Verfahren, durch die Positionslösung geometrisch gekoppelt sind.

Weitere Vorteile ergeben sich aus der nachfolgenden Beschreibung.

Die Erfindung wird im folgenden anhand von Ausführungsbeispielen näher erläutert, wobei immer das GPS verwendet wird.

Bei der Erfindung werden die individuell (einzeln) differential korrigierten Code- und Trägerphasengrößen als Testgrößen verwendet. Die Differenz zwischen derartigen Code- und Trägerphasengrößen enthält bei einem sogenannten "local area DGPS" (DGPS im Lokalbereich), wobei korrelierte Fehler, insbesondere der sogenannte Ionosphärenfehler, durch eine Differentialkorrektur eliminiert werden, lediglich empfängerbedingte unkorrelierte Fehler, wie beispielsweise Meßrauschen sowie Mehrwegausbreitungseinflüsse.

Dabei wird als Testgröße eine Differenz zwischen der differential korrigierten Code-Pseudo-Entfernung und der differential korrigierten, aus Trägerphasen ermittelten Integrierten Dopplerverschiebung gebildet gemäß der Formel:

$$\Delta_{CP} = [R_C(t) - R_C(t_0)] - \lambda[\Phi(t) - \Phi(t_0)]$$

mit

Δ_{CP} Code-Phase-Differenz
R_C differential korrigierte Code-Pseudoentfernung,
Φdifferential korrigierte, aus Trägerphasen ermittelte Integrierte Dopplerverschiebung,
λ Wellenlänge des Trägersignals,
t aktueller Zeitpunkt und
t_0 Anfangszeitpunkt.

Die Mehrwegausbreitung hat unterschiedliche Einflüsse auf Code- und Phasenmessungen. Gegenüber dem Mehrwegausbreitungseinfluß auf den Code ist der Mehrwegausbreitungseinfluß auf die Phase vernachlässigbar gering. Dadurch entsteht aus der Phasenmessung ein Fehler von maximal 5 cm. Folglich ist die Differenz zwischen der Code- und der Phasenmessung bei einem Satelliten ein möglicher Indikator für die Mehrwegausbreitungseinflüsse, wenn diese vom Meßrauschen getrennt werden können. Meßrauschen verhält sich wie ein weißes Rauschen, während Mehrweg-

ausbreitungseinflüsse in der Regel Schwingungen mit Perioden von mehreren Sekunden bis zu mehreren Minuten aufweisen. Zur Trennung des Meßrauschens von dem Mehrwegausbreitungseinfluß werden die Differenzen zwischen Code- und Trägerphasengrößen, die individuell differential korrigiert sind, als Testgrößen verwendet. Die Testgrößen werden im Rahmen einer Stichprobe statistisch erfaßt. Durch die statistische Auswertung werden die zeitlich korrelierten Fehler, beispielsweise zeitlich rampenförmig und/oder schwingungsförmig auftretende Fehler, von den zeitlich unkorrelierten Fehlern, beispielsweise Weißrauschen, getrennt.

Die Standardabweichung der Testgröße ist von dem vorhandenen Signal/Rausch-Verhältnis abhängig. Ohne Mehrwegausbreitungseinflüsse und Meßanomalien entspricht die Standardabweichung dem Code-Meßrauschen, da das Rauschen der Trägerphasenmessungen im allgemeinen kleiner 1 cm ist und daher vernachlässigbar ist. Die Hypothese für den Fall ohne Mehrwegausbreitungseinflüsse und Meßanomalien basiert auf dem normalverteilten Coderauschen, das mit der durch Signal-/Rausch-Verhältnis ermittelbaren Standardabweichung normiert wird. Ein vorgebbares Fehlermodell bewertet aus den tatsächlich vorhandenen Testgrößen die Verzerrung der Verteilung gegenüber der Normalverteilung, zeitliche Korrelation und auch sprungförmige Anomalien. Die ganze Integritätsprüfung beruht auf den Testgrößen auf der Entfernungsebene vor einer Positionierung. Die Integritätsprüfung der verschiedenen Satellitensignale sind geometrisch entkoppelt. Damit ergibt sich in vorteilhafter Weise eine hohe Systemverfügbarkeit beziehungsweise eine geringe Falschalarmrate bei Einhaltung vorgebbarer Forderungen für nicht erkannte Fehler.

Patentansprüche

1. Satelliten-Navigationsverfahren, wobei
 - von mehreren Satelliten Navigations-Signale ausgesandt werden,
 - in einer Referenzstation, die eine bekannte Position besitzt, die Navigationssignale empfangen und ausgewertet werden,
 - an einem navigierenden Objekt die Navigationssignale empfangen und ausgewertet werden,
 - zwischen der Referenzstation und dem navigierenden Objekt eine Datenkommunikation besteht und
 - zur Überwachung der Navigationsintegrität des navigierenden Objekts eine statistische Auswertung der verwendeten Meßwerte unter Bildung eines Fehlermodells für einzelne Satellitensignale durchgeführt wird, **dadurch gekennzeichnet**,
 - daß für jeden von der Referenzstation empfangbaren Satelliten eine Differentialkorrektur der ungefilterten Code-Pseudoentfernung und eine Differentialkorrektur der integrierten Phasen-Dopplerverschiebung individuell aus dem Vergleich der gemessenen Entfernungsgrößen der Referenzstation mit den anhand der bekannten Referenzposition errechneten geometrischen Entfernungsgrößen ermittelt werden,
 - daß die ungefilterten Code-Pseudoentfernungen und die aus Trägerphasen ermittelten Integrierten Dopplerverschiebungen des navigierenden Objekts mit den Code- und Phasen-Differentialkorrekturen individuell korrigiert werden,
 - daß am navigierenden Objekt eine Differenz zwischen der differential korrigierten Code-Pseudo-Entfernung und der differential korrigierten, aus Trägerphasen ermittelten Integrierten Dopplerverschiebung als Testgröße gebildet wird gemäß der Formel:

$$\Delta_{CP} = [R_C(t) - R_C(t_0)] - \lambda[\Phi(t) - \Phi(t_0)]$$

 mit
 Δ_{CP} Code-Trägerphase-Differenz
 R_C differential korrigierter Code-Pseudoentfernung,
 Φ differential korrigierte, aus Trägerphasen ermittelten Integrierten Dopplerverschiebung,
 λ Wellenlänge des Trägersignals,
 t aktueller Zeitpunkt und
 t_0 Anfangszeitpunkt,
 - daß diese Testgrößen als Indikator für die empfängerbedingten Fehler für einzelne Satellitensignale im Rahmen einer Strichprobe erfaßt werden,
 - daß neben einem momentanen Fehler zusätzlich statistische Kenngrößen, insbesondere Verteilungen und/oder Verteilungsparameter und/oder zeitliche Korrelation und/oder ein Leistungsdichtespektrum, in einem vorgebbarem Fehlermodell gewichtet werden und
 - daß vor einer Positionslösung für das navigierende Objekt eine Entfernungsgröße eines Satelliten, deren Fehler aus dem Fehlermodell eine vorgebbare Integritätsgrenze überschreitet, markiert und bei der Positionsbestimmung des navigierenden Objekts isoliert wird.

2. Satelliten-Navigation nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß bei der Positionsbestimmung im navigierenden Objekt lediglich die satellitenbedingten Anomalien berücksichtigt werden.

3. Satelliten-Navigation nach einem der vorhergehenden Ansprüche zur Verwendung für die Positionsbestimmung eines Luftfahrzeugs als navigierendes Objekt.

4. Satelliten-Navigation nach einem der vorhergehenden Ansprüche zur Verwendung als Landehilfe bei einem Luftfahrzeug.

- Leerseite -